



19 BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENT- UND
MARKENAMT

12 Patentschrift
10 DE 197 58 223 C 1

51 Int. Cl.⁶:
F 41 G 7/00
B 64 G 1/36

21 Aktenzeichen: 197 58 223.0-22
22 Anmeldetag: 30. 12. 97
43 Offenlegungstag: -
45 Veröffentlichungstag
der Patenterteilung: 21. 1. 99

Innerhalb von 3 Monaten nach Veröffentlichung der Erteilung kann Einspruch erhoben werden

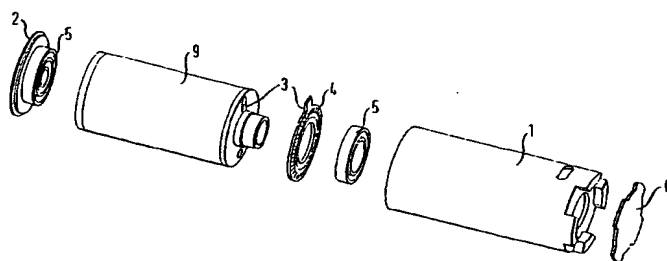
73 Patentinhaber:
Litef GmbH, 79115 Freiburg, DE
74 Vertreter:
Patentanwälte MÜLLER & HOFFMANN, 81667
München

72 Erfinder:
Handrich, Eberhard, Dr., 79199 Kirchzarten, DE;
Hog, Hermann, 79227 Schallstadt, DE
56 Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht
gezogene Druckschriften:
WO 96 38 710

54 Drehratenmeßeinrichtung für rotierende Flugkörper

57 Die Drehratenmeßeinrichtung für rotierende Flugkörper weist erfindungsgemäß vorzugsweise drei hinsichtlich von drei Raumachsen orthogonal zueinander ausgerichtete mikromechanische Drehratensensoren (30) auf, die als kapazitiv anregbare, auslesbare und rückstellbare Systeme ausgebildet sind und gemeinsam auf einer einzigen über einen Servokreis rotierbaren Plattform (9) zur Rotationsentkopplung der Drehratensensoren angeordnet sind.

Eine erfindungsgemäße Drehratenmeßeinrichtung zeichnet sich durch jederzeit überprüfbare hohe Bias- und Skalenfaktorstabilität aus, die zu einer jederzeit genauen Winkelreferenz führt.



DE 197 58 223 C 1

DE 197 58 223 C 1

Beschreibung

Die Erfindung betrifft eine Drehratenmeßeinrichtung zur Kurslagestabilisierung von rotierenden Flugkörpern.

Eine prinzipielle Anforderung an eine Fluglagestabilisierungseinrichtung hinsichtlich der Einhaltung bestimmter Roll-, Pitch- und Azimutwinkel in bezug auf eine Startposition besteht bei rotierenden Flugkörpern darin, hohe Roll-drehraten von typisch 5000 bis 10 000°/s messen und verarbeiten zu können.

Für die Lösung dieses grundsätzlichen Problems bieten sich eine Reihe von Möglichkeiten an, die nachfolgend kurz vorgestellt werden sollen:

- (a) Drallstabilisierte zweiachsige integrierende Kreisel-systeme, sog. Kaltgas- oder Pulverkreiselanordnungen;
- (b) optische Kreisel-systeme mit hoher Drehratenkapazität und hoher Skalenfaktorstabilität, wie Ringlaserkreisel oder faseroptische Kreisel;
- (c) Vibrationsgyroskope nach dem Coriolisprinzip mit in einer Ebene schwingenden symmetrischen Schwingerstrukturen mit möglichst geringer Dämpfung und hoher Skalenfaktorgenaugkeit.

Mit den beiden ersten Lösungsvorschlägen (a) bzw. (b) lassen sich die technischen Anforderungen erfüllen, jedoch sind die Stückkosten sehr hoch. Bei der herkömmlichen mechanischen integrierenden ersten Lösung gemäß Vorschlag (a) müssen die Kreisel-systeme aus mechanischen Teilen aufgebaut werden, was von vornherein auch bei größeren Stückzahlen keine wirtschaftlichen Vorteile erwarten läßt. Weiterhin hat der Lösungsvorschlag (a) den erheblichen Nachteil, daß Funktionstests vor dem Start des Flugkörpers nur eingeschränkt möglich sind. Tests lassen sich in der Praxis nur vereinzelt durchführen, weil der Gas- oder Pulverspeicher anschließend erneuert oder ausgetauscht werden muß, was nur mit erheblichem Aufwand möglich ist.

Optische Kreisel-systeme gemäß dem Vorschlag (b) können hinsichtlich ihres Bias auch nach langer Lagerzeit leicht überprüft werden. Zur Messung der hohen Drehraten wird eine hohe Skalenfaktorgenaugkeit erforderlich, die sich nur schwer überprüfen läßt. Teuere Tests auf Drehtischen nach längerer Lagerzeit des Flugkörpers sind inakzeptabel. Es gibt zwar Vorschläge, bei Ringlasern oder faseroptischen Kreis ein den Skalenfaktor hinsichtlich einer geforderten Genauigkeit von beispielsweise 0,02% auch während einer Lagerzeit von bis zu 20 Jahren systemintern zu überwachen. Dann jedoch werden die Stückzahlkosten für optische Kreisel-systeme inakzeptabel hoch, auch wenn berücksichtigt wird, daß optische Bauteile und Baugruppen aufgrund neuerer Herstellungsverfahren immer kostengünstiger werden.

Vibrationsgyroskope gemäß Vorschlag (c) erscheinen auf den ersten Blick eine vielversprechende Möglichkeit zur Lösung des aufgezeigten Problems zu bieten, weil eine induzierte Vibration in einem idealen Resonator mit hohem Q-Faktor ihre inertielle Orientierung auch bei hohen Rollraten beibehält, so daß sich rein theoretisch ein ideales Drehraten-integrierendes Gyroskopsystem verwirklichen ließe. Tatsächlich jedoch lassen sich bekannte Resonatoren nicht mit diesen Idealen Eigenschaften herstellen, was beispielsweise für Stimmgabelschwinger oder ring- bzw. kreisförmige Schwingersysteme mit einer Mehrzahl von Schwingungsmoden und Eigenfrequenzen gilt, die aufeinander angepaßt werden müssen. So halten beispielsweise ringförmige Schwingerkonfigurationen aufgrund des Bryan-Faktors nicht ihre inertielle Orientierung. Theoretisch ergibt sich ein Ausgangs-Schwingungswinkel von etwa 60% zum Ein-

gangswinkel. Die Abweichungen von 60% sind jedoch abhängig von den tatsächlichen Eigenmoden und der jeweiligen mechanischen Verkopplung. Falls sie sich während der Lagerung durch Vibration oder Schocks von außen verändern, so verändert sich auch der Skalenfaktor, so daß die Anforderung von 0,02% Genauigkeit über einen vergleichsweise langen Lagerzeitraum nicht zu erfüllen ist.

Bei Doppel-Stimmgabelschwingern dagegen liegt der Bryan-Faktor bei nahezu 100%, wobei Abweichungen von etwa 1,3% berücksichtigt werden müssen, so daß sich die geforderte Skalenfaktorstabilität von 0,02% nach einer Lagerung von bis zu 20 Jahren kaum erreichen läßt. Außerdem stößt die Überprüfung auf große praktische Schwierigkeiten.

Ein weiteres Hauptproblem für beide Konzepte von Vibrationsgyroskopen ergibt sich aus den unvermeidlichen Dämpfungen. In der Praxis müssen, um die Funktion als Drehraten-integrierende Gyroskope sicherzustellen, die Dämpfungen zumindest bei den beiden benutzten Moden elektronisch beseitigt werden, wobei für den anfänglichen Vibrationsmodus konstante Erregung zu fordern ist, während für den anderen Schwingungsmodus Dämpfungen zu beseitigen sind, beispielsweise mittels elektronischer Torquer, ohne diesen Schwingungsmodus ohne Corioliskräfte zu erzwingen. Falls die Dämpfungen nicht korrekt beseitigt werden, zeigen sich bei integrierenden Gyroskopen erhebliche Fehler bis zur Instabilität der beiden Schwingungsmoden.

Um die temperaturabhängige Gasdämpfung auszugleichen müßten insbesondere für die anzustrebende miniaturisierte Dimensionierung Vibrationsgyroskope im Vakuum betrieben werden. Es ist jedoch schwierig und teuer ein stabiles Vakuum in kleinen Volumina über lange Lagerzeiten von bis zu 20 Jahren stabil aufrechtzuerhalten.

Der Erfindung liegt damit die Aufgabe zugrunde, eine Drehratenmeßeinrichtung für die Kurs-Lagestabilisierung von rotierenden Flugkörpern zu schaffen, die sich durch eine hohe Bias- und Skalenfaktorstabilität auch nach sehr langer Lagerzeit des Flugkörpers, durch gute Testbarkeit und vergleichsweise niedrige Stückkosten auszeichnet.

Die Erfindung ist bei einer Drehratenmeßeinrichtung für rotierende Flugkörper durch mindestens einen mikromechanischen Drehratensensor gekennzeichnet, der auf einer einachsigen über einen Servokreis rotierbaren Plattform zur Rotationsentkopplung des Drehratensensors montiert ist.

Vorzugsweise sind hinsichtlich dreier Raumachsen orthogonal zueinander ausgerichtete mikromechanische Drehratensensoren vorgesehen, die gemeinsam auf derselben rotierbaren Plattform angeordnet sind. Als mikromechanische Drehratensensoren für den vorgesehenen Anwendungszweck kommen offene bzw. rückgestellte Systeme in Frage, wie sie beispielsweise in der veröffentlichten internationalen Patentanmeldung WO 96/38710 beschrieben sind, also auf dem Coriolisprinzip basierende, mindestens zweilagige, kapazitiv anreg- und auslesbare Schwingerstrukturen, vorzugsweise mit ebenfalls kapazitiv wirkender Rückstellbarkeit.

Die erfindungsgemäße Kombination aus mikromechanischen Drehratensensoren mit elektromechanischer Rotationsentkopplung bietet folgende funktionsmäßige und wirtschaftliche Vorteile:

- Es lassen sich drei Identische Gyroskope auf einer einachsigen Plattform problemlos unterbringen;
- aufgrund des Lösungsprinzips reduzieren sich die Anforderungen für die Bias-Stabilität auf ca. 0,33%, die für diese Anwendung in der Regel ausreichen;
- die Anforderungen hinsichtlich des Skalenfaktors

vermindern sich aufgrund des Ausgleichs durch die rotierende Plattform von 0,02% auf 1%;

- im Vergleich zu dem Lösungsansatz (a) mit zwei jeweils dreiachsigen mechanischen Kreiselssystemen wird bei der erfindungsgemäßen Lösung lediglich eine einfache einachsige mechanische Plattform benötigt;
- alle Funktionen lassen sich während oder am Ende einer Lagerzeit vollständig austesten, so daß das Funktionsausfallrisiko minimiert ist.

Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung wird nachfolgend unter Bezug auf die Zeichnung näher erläutert. Es zeigen:

Fig. 1 die Explosionsschnittdarstellung einer Drehratenmeßeinrichtung gemäß der Erfindung;

Fig. 2 ein Blockdiagramm der Gesamtelektronik;

Fig. 3 die perspektivische Prinzipdarstellung eines mikromechanischen Drehratensensors einschließlich zugeordneter Antriebs-, Auslese- und Rückstellelektronik.

Fig. 1 läßt ein topartiges Gehäuse **1** mit Deckel **2** erkennen, in dem ein als trommelartiger Hohlkörper ausgebildeter Rotor **9** (Plattform) mittels abstützender Kugellager **5** rotierbar gelagert ist. In einem Innenraum von Rotor **9** sind drei mikromechanische Drehratensensoren (in **Fig. 1** nicht dargestellt) angeordnet, die hinsichtlich ihrer Meßachsen auf jeweils eine Raumrichtung ausgerichtet fixiert sind. Verbunden mit dem Gehäuse **1** ist eine als Schnittstellen-Board bezeichnete Leiterplatte **6** vorhanden, auf der sich die weiter unten anhand der **Fig. 2** erläuterte Elektronik für die äußere Schnittstelle befindet, während sich auf einer zweiten Leiterplatte im Inneren des Rotors **9** (nicht dargestellt) – als Prozessor-Board bezeichnet – die elektronischen Baugruppen für die Antriebs-, Rückstell-, Verstärker- und Prozessorelektronik der drei mikromechanischen Drehratensensoren sowie für den Winkelabgriff und den Antrieb des Rotors (Plattform) **9** befinden. Ein Drehwinkelkodierer einschließlich optischer Auslesung der Drehwinkel des Rotors **9** ist mit Bezugshinweis **3** gekennzeichnet, während Schleifringe **4** für die Spannungsübertragung dienen. Die Datenübertragung erfolgt vorzugsweise optisch (hier nicht dargestellt). Der Motor für den Antrieb des Rotors **9** ist in **Fig. 1** ebenfalls nicht dargestellt.

Die **Fig. 2** veranschaulicht die Gesamtelektronik für drei mikromechanische Kreisel auf der stabilisierten einachsigen Plattform **9**. Zentraler Block der Elektronik ist ein Prozessor **10**, realisiert als digitaler ASIC, der sowohl die Regelschleifen der mikromechanischen Drehratensensoren **30** mit ihrer zugeordneten Elektronik **12** als auch einen Treiber ASIC **13** bedient. Der Treiber ASIC **13** liest den optischen Drehwinkelkodierer **3** aus und steuert die Rotordrehung über einen Motor **14** und eine Leistungsstufe **15**, so daß die Rotordrehung die Flugkörperdrehung kompensiert. Über eine optische Datenübertragung **16** werden alle Daten über einen weiteren Treiber ASIC **17** weitergeleitet. Die externe Spannungsversorgung wird über die Schleifringe **4** zugeführt und intern in Block **18** aufbereitet.

Die **Fig. 3** veranschaulicht den prinzipiellen Aufbau eines im Rahmen der Erfindung verwendbaren mikromechanischen Drehratensensors, basierend auf dem Coriolisprinzip mit zugeordneter Antriebs-, Auslese- und Rückstellelektronik. Wie in der Figur erkennbar, besteht der mikromechanische Drehratensensor **30** im Prinzip aus zwei plattenförmigen in Gegenphase anzuregenden Schwingern, die in zwei Ebenen schichtartig übereinander angeordnet und senkrecht zu ihren jeweiligen Plattenebenen zu Schwingungen kapazitiv anregbar sind, wobei der Antrieb **31** im Bereich eines sehr engen Antriebsspals **32** erfolgt was zu vergleichsweise großen Schwingungsamplituden führt, die am rechten vorzugsweise freien Ende der beiden Schwinger bei **33** ausgele-

sen werden und über einen Vorverstärker **34** auf einen Phasenkomparator und Synchrondemodulator **35** gelangen, dessen Ausgangssignal über einen A/D-Wandler **36** auf einen Datenbus **37** gelangt an den einerseits ein Prozessor **36** und andererseits eine Ansteuerlektronik **38** angeschlossen sind, wobei letztere die Treiberpulse für den Antrieb **31** und die Rückstellpulse für einen Rückstelltreiber **39** bereitstellt, der eine Drehratenrückstellung auf kapazitivem Wege im mittleren Bereich **40** des mikromechanischen Drehratensensors **30** bewirkt. Die kapazitive Drehratenauslesung zur Steuerung der Rückstellimpulse erfolgt über ober- bzw. unterseitige Plattenpaare im Antriebsbereich, also auf der linken Seite des Drehratensensors **30**. Die Auslesesignale gelangen über einen Vorverstärker **41** auf einen weiteren Synchrondemodulator **42**, der mit dem gleichen Synchronisierungstakt wie der Synchrondemodulator **35** gespeist ist, und dessen Ausgangssignal ebenfalls auf die A/D-Wandlergruppe **36** und von dort über den Bus **37** auf den Prozessor **36** gelangt. Wie dargestellt, können einzelne elektronische Baugruppen sowie die Ansteuerlektronik **38** mit den beiden Treibern **31** und **39** bzw. die Baugruppen **34**, **41**, **42** und **35**, **36** als funktionsindividualisierter ASIC, also als integrierter Schaltkreis aufgebaut sein. Die gemessene Drehrate wird über die serielle Schnittstelle **43** abgegeben.

Patentansprüche

1. Drehratenmeßeinrichtung für rotierende Flugkörper, **gekennzeichnet durch** mindestens einen mikromechanischen Drehratensensor (**30**), montiert auf einer einachsigen über einen Servokreis geregelt antreibbaren Plattform (**9**) zur Rotationsentkopplung des Drehratensensors.
2. Drehratenmeßeinrichtung nach Anspruch 1, gekennzeichnet durch drei hinsichtlich von drei Raumachsen orthogonal zueinander ausgerichtete mikromechanische Drehratensensoren (**30**), montiert auf derselben einen rotierbaren Plattform (**9**).
3. Drehratenmeßeinrichtung nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß die Drehratensensoren als auf dem Coriolisprinzip basierende, mindestens zweilagige, kapazitive anreg- und auslesbare Schwingerstrukturen ausgebildet sind.
4. Drehratenmeßeinrichtung nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, daß die Drehratensensoren als kapazitiv rückstellbare Schwingerstrukturen ausgebildet sind.
5. Drehratenmeßeinrichtung nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß die Gesamtelektronik für den oder die Drehratensensor(en), den Rotorabgriff und -antrieb im Inneren der Plattform (**9**) zusammengefaßt ist.

Hierzu 3 Seite(n) Zeichnungen

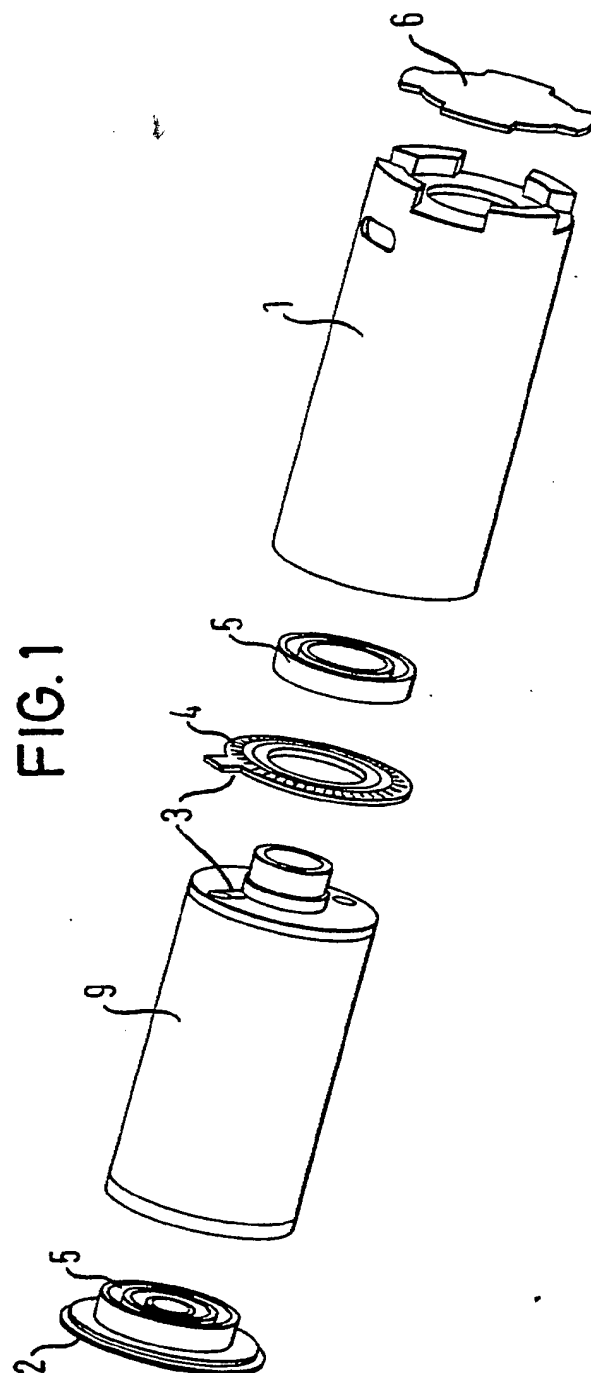


FIG. 2

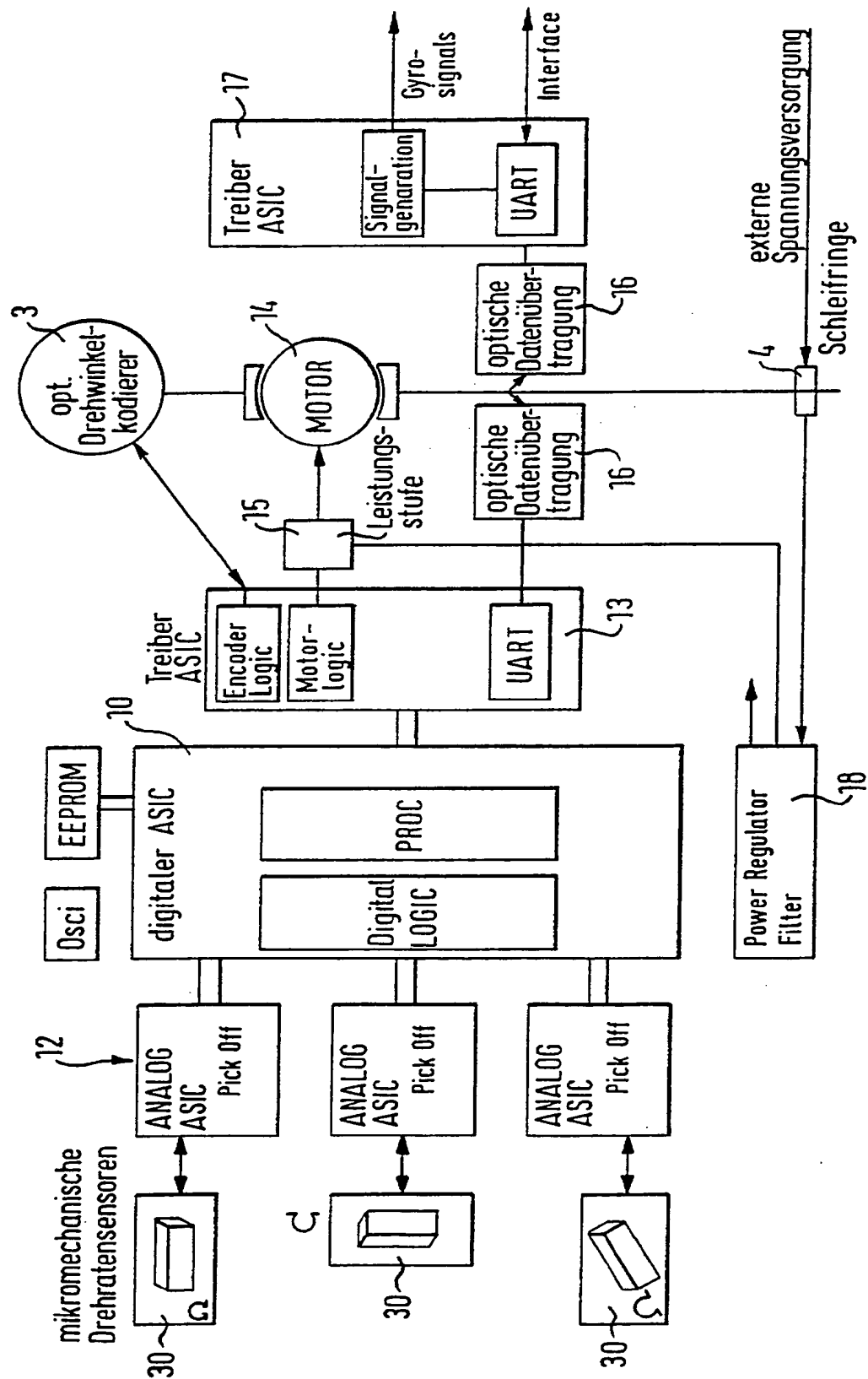


FIG. 3

